

САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

Рябинин Анатолий Николаевич

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ВЕСЫ
С ПРОВОЛОЧНОЙ ПОДВЕСКОЙ**

Учебное пособие

ИЗДАТЕЛЬСТВО САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКОГО УНИВЕРСИТЕТА, 2016

© Санкт-Петербургский государственный университет, 2016

ISBN 978-5-288-05705-2

УДК 533.69(075)
ББК 22.253.3

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, проф. Р. Н. Мирошин (Санкт-Петербургский гос. ун-т), д-р физ.-мат. наук, проф. И. А. Халидов (Санкт-Петербургский политехнический ун-т Петра Великого)

*Рекомендовано учебно-методической комиссией
математико-механического факультета
Санкт-Петербургского государственного университета*

(609 Кб) Рябинин А. Н. **Аэродинамические весы с проволочной подвеской:** учеб. пособие. — СПб.: Изд-во С.-Петерб. ун-та, 2016. — Библиогр. 9 назв. Ил. 12. Табл. 1.

В настоящем учебном пособии рассматривается устройство аэродинамических весов с проволочной подвеской и описывается процесс измерения сил и моментов на них. Пособие предназначено для студентов и аспирантов механических специальностей.

Подписано к использованию 28.10.2016.
Издательство СПбГУ. 199004, С.-Петербург, В. О., 6-я линия, 11
Тел./факс (812) 328-44-22
E-mail: publishing@spbu.ru publishing.spbu.ru

Введение

Настоящее учебное пособие освещает круг вопросов, знание которых необходимо студентам, изучающим экспериментальную аэродинамику. Аэродинамические весы с проволочной подвеской получили широкое распространение [1, 2, 3]. Они предназначены для измерения сил и моментов, действующих на модель, расположенную в рабочей части аэродинамической трубы. Иногда проволочную подвеску называют прандтлевской по имени немецкого ученого Л. Прандтля. В больших аэродинамических трубах вместо проволоки используются металлические ленты, которые выдерживают большое напряжение и создают малое сопротивление воздушному потоку. Подвеску в этом случае называют ленточной.

В Санкт-Петербургском государственном университете аэродинамическая труба АТ-12 укомплектована трехкомпонентными аэродинамическими весами. Эти весы используются студентами при выполнении лабораторных, курсовых и выпускных квалификационных работ. Описание весов имеется в учебных пособиях [4, 5].

Настоящее учебное пособие дополняет это описание. Изложение ведется на основе подхода, в котором преобразование сил в элементах аэродинамических весов и в ходе вычислений описывается матрицами. Подробно рассматриваются силы, действующие на узлы подвески. Принята скоростная система координат, что соответствует действующему стандарту [6], в отличие от поточной, принятой в пособиях [4, 5]. Описаны приемы, позволяющие измерять моменты крена и рыскания. Раздел 7, посвященный определению аэродинамических коэффициентов, включает описание работы с микроманометрами ММН, используемыми для измерения скоростного напора в рабочей части аэродинамической трубы.

1. Силы, действующие на модель и элементы весов, при нулевом угле скольжения

Во многих аэродинамических экспериментах одновременно измеряются несколько компонент векторных величин. Насадки давления используются для одновременного измерения двух или трех проекций вектора скорости воздушного потока [7]. Многокомпонентные аэродинамические весы используются для одновременного измерения нескольких проекций силы и момента сил, действующих на модель в рабочей части аэродинамической трубы.

Силы, действующие на модель, которая закреплена в аэродинамических весах, преобразуются с помощью проволочной подвески и элементов рычажной системы и передаются на измерительные весовые элементы. Затем компоненты сил и моментов в выбранной системе координат вычисляются по результатам измерений. Преобразования, производимые рычажной системой, являются линейными. Линейными преобразованиями являются и вычислительные процедуры. Поэтому для анализа работы многокомпонентных весов удобным является представление усилий, передаваемых от модели рычажным системам, многомерным вектором. При этом действию механизма аэродинамических весов в целом и его отдельных частей соответствуют матрицы. Матрицей можно выразить и заключительный этап определения компонентов сил — вычисления. Ниже рассматривается предлагаемый подход.

Весы аэродинамической трубы АТ-12 предназначены для измерения двух проекций аэродинамической силы и одной проекции момента силы, действующей на испытываемую модель в воздушном потоке. Кроме того, возможно одновременное измерение третьей проекции силы, но погрешность ее измерения несколько больше, чем первых двух. Измерение сил производится механическими весовыми элементами. Схема аэродинамических весов приведена на рис. 1.

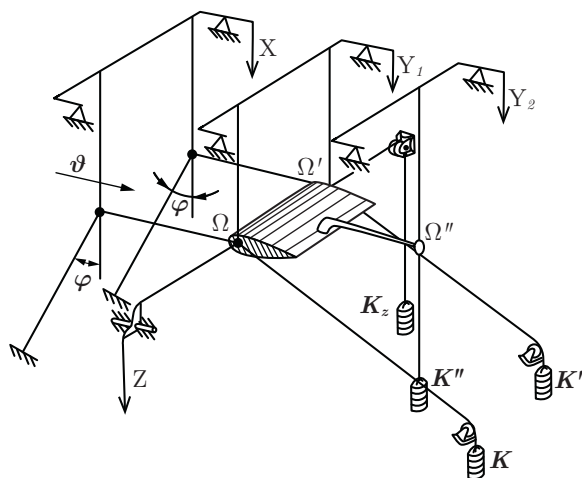


Рис. 1. Схема аэродинамических весов

Испытуемая модель закрепляется на проволочной подвеске в узлах Ω , Ω' и Ω'' . Проволочные тяги подвески растягиваются с помощью противовесов K , K' , K'' , K_z . Силы, приложенные к тягам подвески,

передаются с помощью рычажной системы на весовые измерительные элементы рейтерного типа X , Y_1 и Y_2 .

1.1. Система координат. Модель, как правило, закрепляется в перевернутом положении (рис. 2). Подъемная сила, которая на реальный самолет действует вверх, в аэродинамической трубе на модель действует вниз. Принята правая скоростная система координат. Начало скоростной системы координат O жестко связано с некоторой точкой модели.

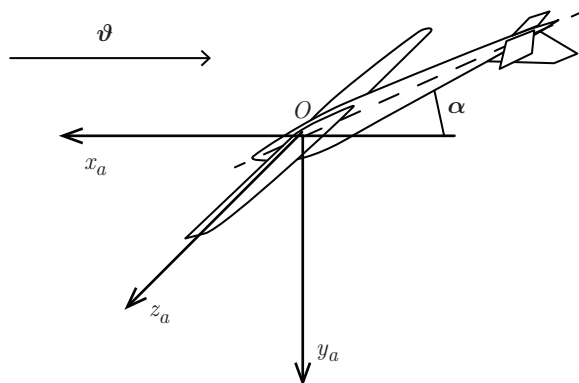


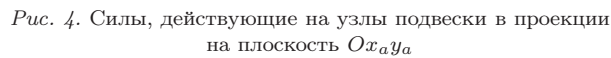
Рис. 2. Оси скоростной системы координат

Направление оси Ox_a противоположно направлению средней скорости невозмущенного потока. Ось Oy_a направлена вертикально вниз. Проекции силы, действующей на модель со стороны воздушного потока, на оси Ox_a , Oy_a , Oz_a обозначаются $-X_a$, Y_a , Z_a и носят названия: X_a — сила лобового сопротивления, Y_a — подъемная сила, Z_a — боковая сила. Проекции момента сил, действующего на модель со стороны воздушного потока, на оси Ox_a , Oy_a , Oz_a обозначаются M_{xa} , M_{ya} , M_{za} и носят названия: M_{xa} — момент крена в скоростной системе координат, M_{ya} — момент рыскания в скоростной системе координат, M_{za} — момент тангажа в скоростной системе координат. Момент сил, если не оговорено иное, определяется относительно точки, являющейся пересечением горизонтальной оси симметрии невозмущенной воздушной струи в рабочей части и плоскости, перпендикулярной вектору средней скорости набегающего потока и содержащей тяги ΩR , $\Omega' R'$ подвески (рис. 3).

1.2. Силы, действующие на узлы подвески. На рис. 3 изображена схема прандтлевской проволоочной подвески. Модель закрепляется в трех точках подвески — Ω , Ω' и Ω'' . Выберем точку посередине между узлами Ω и Ω' в качестве начала скоростной системы координат



Рассмотрим силы, действующие на узлы подвески. На рис. 4 нанесена схема разложения сил, действующих на узлы Ω_x , Ω и Ω'' в проекции на плоскость $Ox_a y_a$. Здесь α — угол атаки, $\alpha_{уст}$ — установочный угол атаки модели. При угле атаки $\alpha_{уст}$ координата y_a узла подвески Ω'' совпадает с координатами y_a узлов Ω и Ω' .



6

узлы Ω'_x и Ω' , будем обозначать теми же символами, но дополненными штрихами.

На узел Ω действуют силы: T_1 — сила натяжения тяги $\Omega\Omega_x$; T_2 — сила натяжения тяги ΩR ; T_3 — сила натяжения тяги ΩP ; f_{y1} — часть подъемной силы, действующей на модель со стороны воздушного потока (направлена вертикально вниз); g_{y1} — часть веса модели; f_x — часть силы лобового сопротивления, действующей на модель со стороны воздушного потока. Сумма всех сил, действующих на узел, должна быть равна нулю.

Сила натяжения тяги T_3 создается весом противовеса и не зависит от аэродинамических сил, действующих на модель (здесь мы не рассматриваем аэродинамические силы, действующие на элементы подвески; приписываем все аэродинамические силы модели). Сила g_{y1} также не зависит от скорости набегающего потока. Таким образом, получаем

$$\begin{aligned} f_x &= T_1 - T_{10}, & T_{10} &= T_3 \sin \varphi_1, \\ f_{y1} &= T_2 - T_{20}, & T_{20} &= T_3 \cos \varphi_1 + g_{y1}, \end{aligned}$$

где T_{10}, T_{20} — натяжение тяг $\Omega\Omega_x$ и ΩR при отсутствии потока.

Для узла Ω' формулы будут аналогичными:

$$\begin{aligned} f'_x &= T'_1 - T'_{10}, & T'_{10} &= T'_3 \sin \varphi_1, \\ f'_{y1} &= T'_2 - T'_{20}, & T'_{20} &= T'_3 \cos \varphi_1 + g'_{y1}. \end{aligned}$$

Из условия равенства нулю суммы всех сил, действующих на узел Ω_x , получим

$$T_1 = T_8 \sin \varphi,$$

$$T_7 = T_8 \cos \varphi,$$

где T_8 — сила натяжения тяги $\Omega_x P_x$, T_7 — сила натяжения тяги $\Omega_x R_x$.

Из этих формул следует, что $T_7 = T_1 \operatorname{ctg} \varphi$, $T_{70} = T_{10} \operatorname{ctg} \varphi$. Аналогичное равенство справедливо для узла Ω'_x : $T'_7 = T'_1 \operatorname{ctg} \varphi$, $T'_{70} = T'_{10} \operatorname{ctg} \varphi$. Здесь T_{70} и T'_{70} — силы натяжения тяг при отсутствии потока.

Наконец, для сил, действующих на узел Ω'' , получим

$$f_{y2} = T_5 - T_{50},$$

$$T_{50} = T_6 + g_{y2},$$

где f_{y2} — часть подъемной силы, действующей на модель со стороны воздушного потока; T_5 — сила натяжения тяги $\Omega''R''$; T_{50} — сила натяжения той же тяги при отсутствии воздушного потока; T_6 — сила натяжения тяги $\Omega''P''$, создаваемая весом противовеса; g_{y2} — часть веса модели.

Полный вес модели $g = g_{y1} + g'_{y1} + g_{y2}$ — величина, не зависящая от угла атаки α , но каждое слагаемое в формуле зависит от угла α , если центр тяжести модели не лежит в плоскости $\Omega\Omega'\Omega''$.

На рис. 5 изображена схема сил, действующих на узел подвески Ω в проекции на плоскость Oy_az_a .

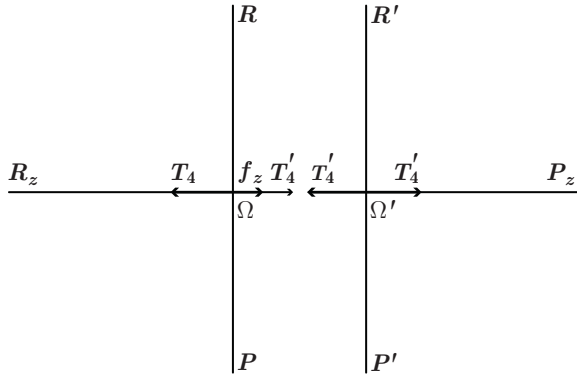


Рис. 5. Силы, действующие на узлы подвески в проекции на плоскость Oy_az_a

В этой проекции на узел действуют следующие силы: T_4 — сила натяжения тяги ΩR_z ; T_4' — сила натяжения тяги $\Omega' P_z$, создаваемая противовесом, эта сила передается через модель на узел Ω ; f_z — аэродинамическая боковая сила.

Из условия равенства суммы всех сил в узле нулю получаем

$$f_z = T_4 - T_{40},$$

$$T_{40} = T_4',$$

где T_{40} — сила натяжения тяги ΩR_z при отсутствии потока.

1.3. Преобразования сил в подвеске, рычажной системе и в вычислительной процедуре. Таким образом, для определения шести сил f_x , f'_x , f_{y1} , f'_{y1} , f_{y2} , f_z , действующих на модель, нужно измерить шесть сил T_1 , T'_1 , T_2 , T'_2 , T_5 , T_4 натяжения тег при наличии

воздушного потока и эти же силы $T_{10}, T'_{10}, T_{20}, T'_{20}, T_{50}, T_{40}$ без воздушного потока и вычесть из первого второе:

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f'_x \\ f_{y1} \\ f'_{y1} \\ f_{y2} \\ f_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_1 \\ T'_1 \\ T_2 \\ T'_2 \\ T_5 \\ T_4 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} T_{10} \\ T'_{10} \\ T_{20} \\ T'_{20} \\ T_{50} \\ T_{40} \end{pmatrix}.$$

От сил $f_x, f'_x, f_{y1}, f'_{y1}, f_{y2}, f_z$ можно перейти к проекциям на оси Ox_a, Oy_a и Oz_a полной аэродинамической силы и полного момента аэродинамических сил, действующих на модель.

Введем обозначения: d — поперечная база подвески, т. е. расстояние между узлами Ω и Ω' или Ω_x и Ω'_x (см. рис. 3); l_δ — продольная база подвески, проекция отрезка $\Omega\Omega''$ на плоскость $Ox_a y_a$ (см. рис. 4). Тогда проекции аэродинамической силы и момента можно записать в виде

$$\begin{aligned} X_a &= f_x + f'_x; & M_{xa} &= -\frac{d}{2}f_{y1} + \frac{d}{2}f'_{y1}; \\ Y_a &= f_{y1} + f'_{y1} + f_{y2}; & M_{ya} &= -\frac{d}{2}f_x + \frac{d}{2}f'_x; \\ Z_a &= f_z; & M_{za} &= -f_{y2}l_\delta \cos(\alpha - \alpha_{уст}) \end{aligned} \quad (1)$$

или в матричном виде

$$\begin{pmatrix} X_a \\ M_{ya} \\ Y_a \\ M_{xa} \\ M_{za} \\ Z_a \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} f_x \\ f'_x \\ f_{y1} \\ f'_{y1} \\ f_{y2} \\ f_z \end{pmatrix},$$

где матрица A для шестикомпонентных аэродинамических весов равна

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -d/2 & d/2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -d/2 & d/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -l_\delta \cos(\alpha - \alpha_{уст}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Если весы измеряют меньше шести компонент, соответствующие неизмеряемым компонентам строки в матрице A будут отсутствовать.

Учитывая разложение сил в подвеске, рассмотренное выше, можно записать

$$\begin{pmatrix} T_7 - T_{70} \\ T'_7 - T'_{70} \\ T_2 - T_{20} \\ T'_2 - T'_{20} \\ T_5 - T_{50} \\ T_4 - T_{40} \end{pmatrix} = A_w \begin{pmatrix} f_x \\ f'_x \\ f_{y1} \\ f'_{y1} \\ f_{y2} \\ f_z \end{pmatrix},$$

где матрица преобразования подвески A_w в случае идеальной подвески имеет вид

$$A_w = \begin{pmatrix} \text{ctg } \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \text{ctg } \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (3)$$

В реальной подвеске существуют отклонения направления тяг от теоретического положения. Учитывая эти отклонения реальной подвески от теоретической модели, мы должны будем недиагональные элементы матрицы A_w считать отличными от нуля, а диагональные — отличными от диагональных элементов идеальной матрицы. Такой прием применяется при анализе погрешностей аэродинамических весов [8].

Матрицу A можно представить в виде произведения ряда матриц, соответствующих преобразованиям сил в различных частях аэродинамических весов. Представим матрицу A в виде произведения пяти матриц:

$$A = A_c A_g A_l A_w, \quad (4)$$

где A_w — уже введенная нами матрица преобразования подвески; A_l — матрица преобразования рычажной системы, описывающая преобразования сил натяжения тяг подвески $T_7, T'_7, T_2, T'_2, T_5, T_4$ в силы, приложенные к весовым элементам, или преобразование разности сил $T_7 - T_{70}, T'_7 - T'_{70}, T_2 - T_{20}, T'_2 - T'_{20}, T_5 - T_{50}, T_4 - T_{40}$ в разности сил, приложенных к весовым элементам; A_g — градуировочная матрица весовых элементов, имеющая диагональный вид; A_c — расчетная матрица, описывающая преобразования, выполняемые на этапе расчета проекций аэродинамической силы и аэродинамического момента силы.

Выпишем вид матриц, соответствующих основным преобразованиям в трехкомпонентных механических весах аэродинамической трубы АТ-12:

$$A_c = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & -l_\delta \cos(\alpha - \alpha_{уст}) \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$A_g = \begin{pmatrix} a & 0 & 0 \\ 0 & 2,5 & 0 \\ 0 & 0 & 2,5 \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где коэффициент a — безразмерный градуировочный коэффициент подвески, определяемый для каждой проволочной подвески экспериментально.

Матрицы A_c и A_g выполняют преобразование

$$\begin{pmatrix} X_a \\ Y_a \\ M_{za} \end{pmatrix} = A_c A_g \begin{pmatrix} X - X_{a0} \\ Y_1 - Y_{10} \\ Y_2 - Y_{20} \end{pmatrix},$$

где X , Y_1, Y_2 — результат измерения силы лобового сопротивления и двух частей подъемной силы. Индексом 0 снабжены величины при отсутствии воздушного потока. Матрица A_l имеет вид

$$A_l = \begin{pmatrix} 0,4 & 0,4 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,4 & 0,4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0,4 & 0 \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где элементы матрицы представляют собой безразмерные величины, равные соотношению плеч рычагов, передающих усилия от тяг к весовым элементам. Проволочные тяги присоединяются к трем рычажным системам X , Y_1 и Y_2 , имеющим одинаковое соотношение плеч рычагов (см. рис. 1). Тяги $\Omega_x R_x$ и $\Omega'_x R'_x$ присоединены к системе X , тяги ΩR и $\Omega' R'$ присоединены к системе Y_1 , а тяга $\Omega'' R''$ присоединена к системе Y_2 . В рычажных системах, к которым присоединяются две тяги, силы натяжения тяг складываются.

Если в эксперименте используется четвертый весовой элемент, матрица A_l будет содержать четвертую строку с последним ненулевым элементом, равным единице. В матрице A_c добавится четвертая строка, а в матрице A_g — строка и четвертый столбец, все элементы которых, кроме диагонального, равны нулю, диагональный элемент равен единице.

2. Учет аэродинамических сил, действующих на подвеску

Проволочная подвеска, к которой крепится модель, выполнена, как правило, из тонкой стальной проволоки. Общая длина проволочных

тяг составляет несколько метров, поэтому аэродинамическая сила лобового сопротивления, действующая на подвеску, сравнима с силой, действующей на модель. Подъемной силой, действующей на подвеску, обычно можно пренебречь. Таким образом, из силы лобового сопротивления, действующей на модель и подвеску, нужно вычесть силу лобового сопротивления подвески, определяемую в отдельном эксперименте. Вообще говоря, силу лобового сопротивления подвески нужно определять при наличии модели, так как модель изменяет поле скоростей потока, обтекающего подвеску. Но поскольку большая часть подвески располагается на удалении от модели, где возмущение потока невелико, часто сопротивление подвески определяют в эксперименте, в котором модель отсутствует. Узлы подвески, к которым крепится модель, соединяют небольшими кусочками тонкой проволоки, сопротивлением которых можно пренебречь. Для уменьшения погрешности измерения сопротивления подвески повторяют при нескольких скоростях набегающего потока. При этом строят график зависимости результата измерения на весовом элементе X силы сопротивления подвески q от скоростного напора, чтобы сразу заметить резко отклоняющиеся ошибочные значения. Эта зависимость хорошо аппроксимируется линейной функцией. Коэффициенты функции целесообразно определять методом наименьших квадратов. Таким образом, в дальнейшем будет легко вычислить сопротивление подвески при том значении скоростного напора, при котором измерялись силы, действующие на модель, и вычесть сопротивление подвески из общего сопротивления подвески и модели. Сила сопротивления aq_2 , которая действует на часть подвески, содержащую узел Ω'' , создает момент сил, равный произведению aq_2 на плечо $-l_\delta \sin(\alpha - \alpha_{уст})$. Для определения q_2 следует убрать тонкую проволоку, связывающую часть подвески с узлом Ω' и весовым элементом X , и измерить q_1 . Искомое сопротивление определяется по формуле $aq_2 = a(q - q_1)$.

3. Градуировка подвески

Градуировочная матрица A_g (6) содержит три ненулевых диагональных элемента, два из них определяются соотношением плеч рычажной системы, поэтому не требуют специальной градуировки. Первый диагональный элемент зависит от угла φ наклона тяг. Поскольку при изготовлении и установке подвески невозможно этот угол выдерживать с высокой точностью, коэффициент a в матрице A_g определяют в специальном градуировочном (тарировочном) эксперименте. Схема эксперимента приведена на рис. 6.

К модели крепится дополнительная проволочная тяга, которая располагается параллельно оси Ox_a . К другому концу тяги, пропущенной

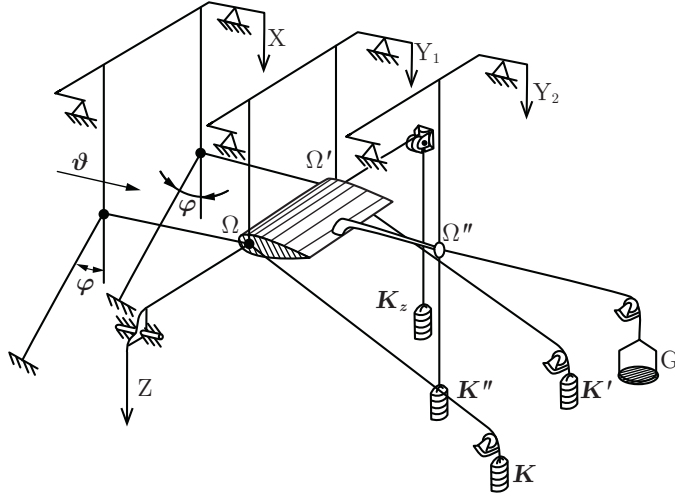


Рис. 6. Схема градуировки подвески

через блок, крепится чашка для гирь G . Таким образом вес гирь натягивает тягу. Со стороны тяги на модель прикладывается сила, направленная против оси Ox_a . Измерения ведутся весовым элементом X при разном весе гирь. Одновременно строится график зависимости результата измерения от веса гирь. Зависимость результатов измерения X_g от веса гирь G хорошо описывается линейной функцией $X_g = X_{g0} + k_g G$, коэффициенты которой удобно находить методом наименьших квадратов. Градуировочный коэффициент подвески $a = 1/k_g$.

4. Измерения с ненулевым углом скольжения

Весы установлены в рабочей части аэродинамической трубы на поворотном круге. Габариты весов позволяют поворачивать поворотный круг с весами в пределах $\pm 17^\circ$. Модель, закрепленная на весах, будет при этом обдуваться под углом скольжения β , изменяющимся в этих пределах. Система координат, привязанная к раме весов, будет полусвязанной [6, 9]. Следовательно, методика измерения сил, изложенная выше, приведет к определению компонент аэродинамической силы X_e , Y_e , Z_e и составляющих момента M_{xe} , M_{ye} , M_{ze} . Чтобы перейти к скоростной системе координат, нужно вектор сил в полусвязанной системе умножить на матрицу перехода:

$$\begin{pmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & \sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{pmatrix}.$$

Таким же образом преобразуются компоненты вектора момента сил. Следующая формула описывает преобразование шестимерного вектора сил и моментов:

$$\begin{pmatrix} X_a \\ M_{ya} \\ Y_a \\ M_{xa} \\ M_{za} \\ Z_a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & 0 & 0 & 0 & \sin \beta \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ -\sin \beta & 0 & 0 & 0 & 0 & \cos \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_e \\ M_{ye} \\ Y_e \\ M_{xe} \\ M_{ze} \\ Z_e \end{pmatrix}.$$

Иногда требуется представить данные в связанной системе координат. Полусвязанная система переходит в связанную поворотом на угол атаки α . Компоненты вектора силы преобразуются по правилу

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{pmatrix},$$

где $-X$, Y и Z — проекции вектора аэродинамической силы на оси связанной системы координат, называемые соответственно *продольной*, *нормальной* и *поперечной* силами.

Формула преобразования шестимерного вектора из полусвязанной системы координат в связанную следующая:

$$\begin{pmatrix} X \\ M_y \\ Y \\ M_x \\ M_z \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha & 0 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \alpha & 0 & \cos \alpha & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_e \\ M_{ye} \\ Y_e \\ M_{xe} \\ M_{ze} \\ Z_e \end{pmatrix}.$$

Приведенные формулы годятся и для учета аэродинамических сил, действующих на проволочную подвеску. Отметим, что если угол скольжения не равен нулю, требуется учитывать не только лобовое сопротивление подвески, но и боковую силу, действующую на подвеску.

5. Измерения моментов рыскания и крена

Трехкомпонентные аэродинамические весы позволяют измерять три компоненты силы и три компоненты момента, но не одновременно. Один из приемов увеличения числа измеряемых компонент — другой способ закрепления модели на весах. Так, если повернуть модель на

90° вокруг оси Ox_a , то вместо силы лобового сопротивления, подъемной силы и момента тангажа можно измерить силу лобового сопротивления, боковую силу и момент рыскания. Однако такой прием довольно трудоемок, поскольку требует демонтажа и закрепления в новых местах модели державок, к которым прикрепляется подвеска.

Момент рыскания можно измерить более простым способом. Одна из вертикальных тяг $\Omega_x R_x$ (см. рис. 3), прикрепленных к рычажной системе X, отсоединяется от штанги рычажной системы и крепится непосредственно к раме весов, как показано на рис. 7. Весовым элементом X измеряется сила f'_x . Эксперимент повторяется при отсоединенной от рычажной системы другой вертикальной тяги $\Omega'_x R'_x$, весовым элементом X измеряется сила f_x . Момент рыскания в скоростной

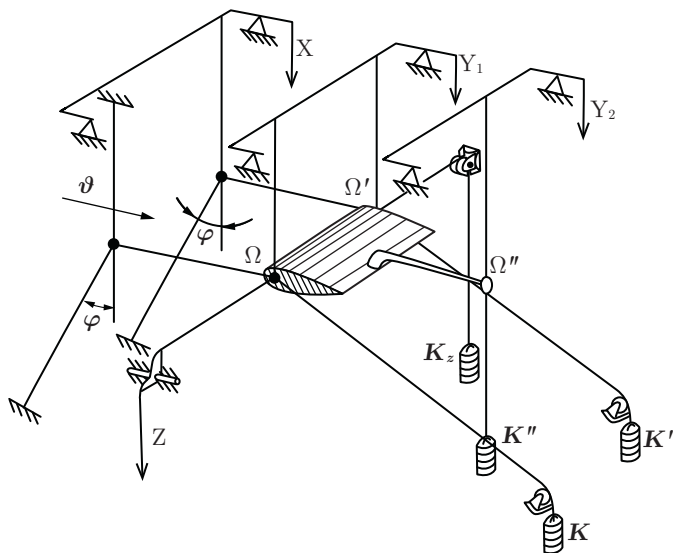


Рис. 7. Схема одного из двух экспериментов по измерению момента рыскания в скоростной системе координат M_{ya}

системе координат M_{ya} будет выражаться формулой (см. (1))

$$M_{ya} = -\frac{d}{2}f_x + \frac{d}{2}f'_x.$$

Аналогичный способ применяется для определения момента крена в скоростной системе координат. В двух экспериментах по очереди к раме весов крепятся тяги ΩR и $\Omega' R'$, весовым элементом Y_1 измеряются силы f'_{y1} и f_{y1} . Момент крена в скоростной системе координат

M_{xa} вычисляется по формуле

$$M_{xa} = -\frac{d}{2}f_{y1} + \frac{d}{2}f'_{y1}.$$

Если необходимо получить значения компонент момента силы в связанной системе координат, можно перейти от скоростной системы к связанной, используя выражение

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} M_{xa} \\ M_{ya} \\ M_{za} \end{pmatrix}.$$

6. Другие схемы проволочных подвесок

Кроме подвески, описанной в разд. 1, могут быть подвески других типов. На рис. 8 приведена схема подвески, в которой противовесы рычажной системы Y_1 подвешены к вертикальным тягам, наклонная тяга присоединена к точке Ω'' .

Эта подвеска характеризуется сильной зависимостью натяжения тяг от угла атаки при отсутствии потока.

Если измеряются только три компоненты, можно убрать тяги вдоль оси Oz_a . В этом случае для фиксации модели в поперечном направлении нужно заменить одну из вертикальных тяг в плоскости Oy_az_a на две наклонные, расположенные V-образно. Этот случай изображен на рис. 9.

Следующие два примера подвесок применялись в других аэродинамических трубах и не используются в настоящее время при измерениях на весах аэродинамической трубы АТ-12. На рис. 10 представлена подвеска с другой схемой расположения тяг для измерения лобового сопротивления. На рис. 11 изображена подвеска с наклонными тягами.

7. Определение аэродинамических коэффициентов

В экспериментальной аэродинамике принято выражать результаты измерения в безразмерном виде в форме аэродинамических коэффициентов. Коэффициент лобового сопротивления c_{xa} , коэффициент аэродинамической подъемной силы (коэффициент подъемной силы) c_{ya} , коэффициент аэродинамической боковой силы (коэффициент боковой силы) c_{za} определяются формулами

$$c_{xa} = \frac{X_a}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad c_{ya} = \frac{Y_a}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad c_{za} = \frac{Z_a}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad (8)$$

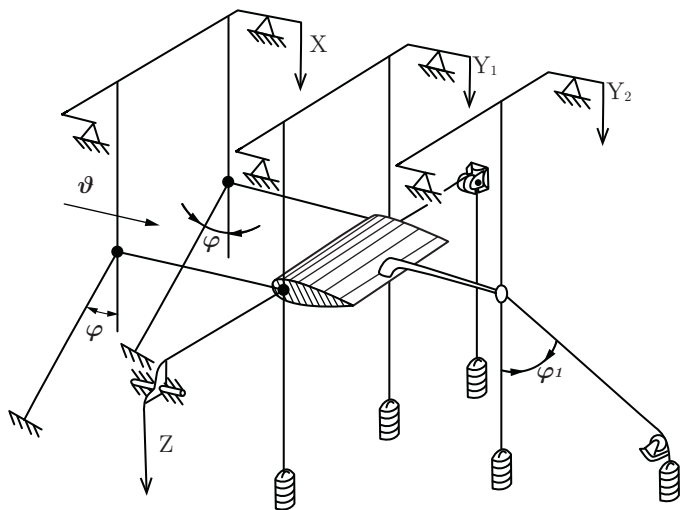


Рис. 8. Схема подвески с другим размещением противовесов

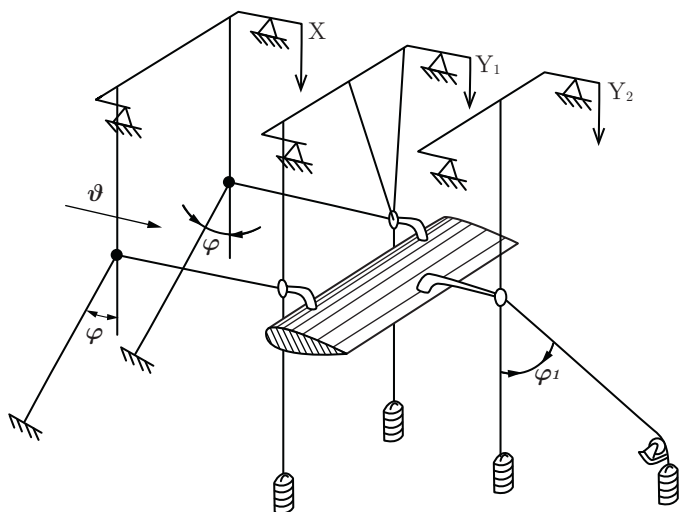


Рис. 9. Подвеска с V-образным расположением ттяг

где $\frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор; ρ — плотность газа; V — скорость относительно среды; S — характерная площадь. Для самолета и крыльев в качестве характерной площади берется обычно площадь крыльев, для других тел, в частности, плохо обтекаемых, за характерную площадь принимается мидель, т. е. максимальное значение площади поперечного сечения.

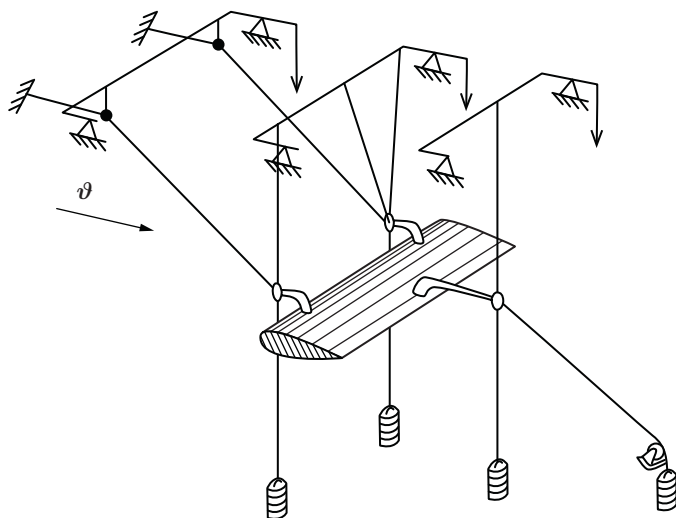


Рис. 10. Пример другого расположения тяг для измерения лобового сопротивления

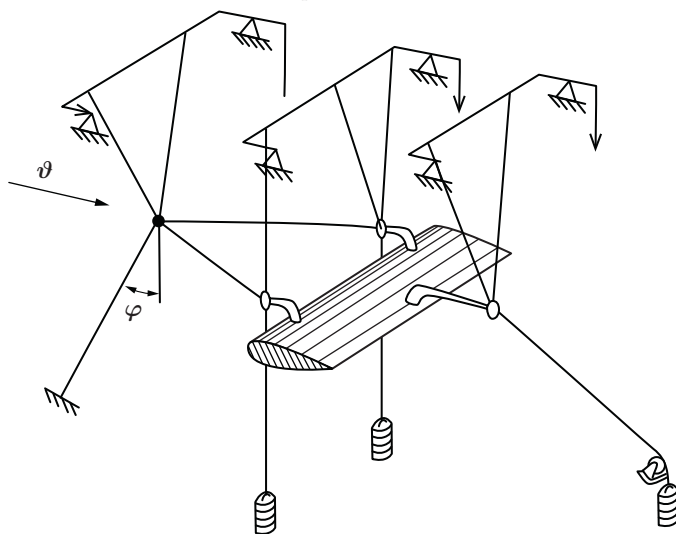


Рис. 11. Пример подвески с наклонным расположением тяг

Коэффициенты других аэродинамических сил конструируются таким же образом. Например, коэффициент аэродинамической продольной силы (коэффициент продольной силы) c_x , коэффициент аэродинамической нормальной силы (коэффициент нормальной силы) c_y , коэффициент аэродинамической поперечной силы (коэффициент поперечной силы) c_z определяются формулами

$$c_x = \frac{X}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad c_y = \frac{Y}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad c_z = \frac{Z}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad (9)$$

где $-X$, Y и Z — проекции вектора аэродинамической силы на оси связанной системы координат.

Коэффициент аэродинамического момента крена (коэффициент момента крена) m_x , коэффициент аэродинамического момента рыскания (коэффициент момента рыскания) m_y , коэффициент аэродинамического момента тангажа (коэффициент момента тангажа) определяются формулами

$$m_x = \frac{M_x}{\frac{\rho V^2}{2} SL}, \quad m_y = \frac{M_y}{\frac{\rho V^2}{2} SL}, \quad m_z = \frac{M_z}{\frac{\rho V^2}{2} SL}, \quad (10)$$

где L — характерный линейный размер. Для самолета в качестве линейного размера принимается размах, для крылового профиля и крыла характерный размер может быть равен хорде.

В скоростной системе координат

$$m_{xa} = \frac{M_{xa}}{\frac{\rho V^2}{2} SL}, \quad m_{ya} = \frac{M_{ya}}{\frac{\rho V^2}{2} SL}, \quad m_{za} = \frac{M_{za}}{\frac{\rho V^2}{2} SL}, \quad (11)$$

Таким образом, для вычисления аэродинамических коэффициентов нужно измерить скоростной напор в рабочей части аэродинамической трубы $\frac{\rho V^2}{2}$.

7.1. Измерение скоростного напора. В аэродинамической трубе АТ-12 для определения скоростного напора в рабочей части используется микроманометр типа ММН (рис. 12), измеряющий давление в форкамере аэродинамической трубы относительно давления в помещении (перепад давления на конфузоре аэродинамической трубы).

Принцип действия микроманометра ММН аналогичен принципу действия микроманометра типа ЦАГИ, описанного в учебных пособиях [4, 5], однако конструкции этих приборов разные. В микроманометре ЦАГИ наклон измерительной трубки фиксируется с помощью отверстий в вертикальной планке, соответствующих синусу угла наклона (фактору наклона F), равному 0,125; 0,25; 0,5 и 1. У микроманометра ММН для фиксации наклона трубки также есть стойка с отверстиями, около которых нанесены значения постоянной прибора K . Постоянная K принимает значения 0,2; 0,3; 0,4; 0,6; 0,8. Если микроманометр работает идеально, а плотность спирта равна эталонному значению $\gamma_0 = 0.8095 \text{ кг/дм}^3$, измеряемое давление p связано с длиной спиртового столба h в наклонной трубке микроманометра формулой

$$p = Kh, \quad (12)$$

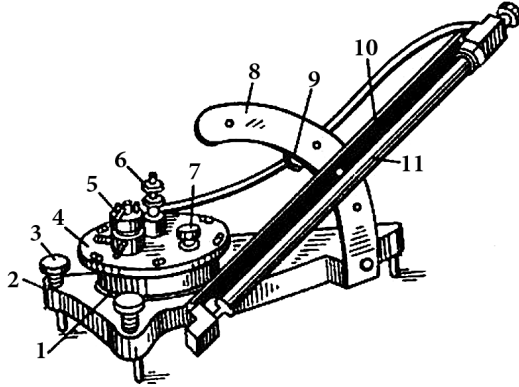


Рис. 12. Микроманометр типа ММН: 1 — резервуар; 2 — станина; 3 — регулировочные винты; 4 — крышка резервуара, 5 — ручка крана-переключателя; 6 — винт для установки уровня спирта в трубке к нулевому давлению шкалы; 7 — пробка; 8 — стойка; 9 — фиксатор; 10 — металлический кронштейн; 11 — стеклянная измерительная трубка

где h измеряется в миллиметровых делениях шкалы, нанесенной на трубку, а p — в мм. вод. ст. (1 мм. вод. ст. = 1 кгс/м²). В общем случае плотность спирта γ отличается от эталонной и прибор работает не идеально, поэтому формулу (12) можно использовать для приближенных вычислений. Более точная формула для нахождения давления имеет вид

$$p = k\Pi K h, \quad (13)$$

k — коэффициент микроманометра, определенный в результате градуировки; $\Pi = \gamma/\gamma_0$ — поправка, учитывающая отличие плотности спирта от эталонного значения. Обе поправки k и Π мало отличаются от единицы. Нетрудно видеть, что фактор наклона F и постоянная прибора K связаны соотношением

$$K = F\gamma_0.$$

В табл. 1 приведена плотность спирта в зависимости от температуры. Эти данные можно использовать для вычисления поправки Π .

Скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ связан с перепадом давления p на конфузоре аэродинамической трубы формулой

$$\frac{\rho V^2}{2} = \mu p = \mu k \Pi K h, \quad (14)$$

μ — коэффициент перепада ($\mu = 0,992$).

Т а б л и ц а 1. Зависимость плотности спирта γ от температуры

$t, ^\circ\text{C}$	$\gamma, \text{кг/дм}^3$	$t, ^\circ\text{C}$	$\gamma, \text{кг/дм}^3$
10	0,8165	23	0,8048
11	0,8156	24	0,8040
12	0,8147	25	0,8031
13	0,8138	26	0,8022
14	0,8129	27	0,8013
15	0,8120	28	0,8004
16	0,8111	29	0,7995
17	0,8102	30	0,7986
18	0,8093	31	0,7977
19	0,8084	32	0,7968
20	0,8075	33	0,7959
21	0,8066	34	0,7950
22	0,8057	35	0,7941

7.2. Алгоритм вычисления аэродинамических коэффициентов. В этом разделе мы ограничимся алгоритмом вычисления аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления c_{xa} , подъемной силы c_{ya} и момента тангажа m_z при нулевом угле скольжения. Запишем выражения для вычислений в матричном виде:

$$\begin{pmatrix} c_{xa} \\ c_{ya} \\ m_z \end{pmatrix} = C_1 \frac{A_1}{h} \begin{pmatrix} X - X_0 \\ Y_1 - Y_{10} \\ Y_2 - Y_{20} \end{pmatrix} - C_1 a \begin{pmatrix} k_w \\ 0 \\ -k_{w2} \frac{l_\delta \sin(\alpha - \alpha_{уст})}{L} \end{pmatrix}, \quad (15)$$

где

$$A_1 = \begin{pmatrix} a & 0 & 0 \\ 0 & 2,5 & 2,5 \\ 0 & 0 & -\frac{2,5l_\delta \cos(\alpha - \alpha_{уст})}{L} \end{pmatrix}, \quad C_1 = \frac{1}{S\mu k_{ПК}}.$$

Второе слагаемое в правой части формулы (15) соответствует учету влияния лобового сопротивления подвески; k_w — коэффициент пропорциональности в линейной зависимости силы q , измеряемой весовым элементом X в ходе измерения сопротивления подвески, от показаний микроманометра h ; k_{w2} — коэффициент пропорциональности в линейной зависимости q_2 от h (см. разд. 2);

$$q = q_0 + k_w h, \quad q_1 = q_{10} + k_{w1} h, \quad k_{w2} = k_w - k_{w1}.$$

При вычислениях необходимо учитывать, что все данные должны быть выражены в одной и той же системе единиц. При работе на весах

наиболее удобной системой является система МКГСС, в которой основными единицами являются метр, килограмм-сила и секунда. Силы X , Y_1 , Y_2 должны быть выражены в кгс, давление Kh — в кгс/м².

В настоящем пособии не описаны поправки, которые связаны с растяжением подвески и с влиянием загромождения моделью потока воздуха в рабочей части. Как правило, эти поправки малы и при выполнении студенческих работ их можно не учитывать.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] Харитонов А. М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 642 с.
- [2] Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. М.: Наука, 1964. 720 с.
- [3] Мартынов А. К. Экспериментальная аэродинамика. М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1950. 479 с.
- [4] Белова А. В., Буравцев А. И., Ковалев М. А., Матвеев С. К. Лабораторный практикум по аэрогазодинамике. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1980. 288 с.
- [5] Белова А. В., Буравцев А. И., Ковалев М. А., Матвеев С. К., Рябинин А. Н. Руководство к лабораторным работам по аэрогазодинамике: учеб. пособие. СПб.: Изд-во С.-Петерб. ун-та, 2004. 344 с.
- [6] ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Госкомитет СССР по стандартам, 1981. 52 с.
- [7] Рябинин А. Н. Определение скосов потока неподвижными насадками давления // Аэродинамика. Сб. статей (под ред. Р. Н. Мирошина). СПб.: ВВМ, 2003. С. 81–89.
- [8] Рябинин А. Н. Анализ погрешности шестикомпонентных аэродинамических весов // Аэродинамика. Сб. статей (под ред. Р. Н. Мирошина). СПб.: ВВМ, 2013. С. 24–59.
- [9] Рябинин А. Н. Введение в экспериментальную аэродинамику. СПб.: ВВМ, 2015. 30 с.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
1. Силы, действующие на модель и элементы весов, при нулевом углескольжения	3
1.1. Система координат	5
1.2. Силы, действующие на узлы подвески	5
1.3. Преобразования сил в подвеске, рычажной системе и в вычислительной процедуре	8
2. Учет аэродинамических сил, действующих на подвеску	11
3. Градуировка подвески	12
4. Измерения с ненулевым углом скольжения	13
5. Измерения моментов рыскания и крена	14
6. Другие схемы проволочных подвесок	16
7. Определение аэродинамических коэффициентов	16
7.1. Измерение скоростного напора	19
7.2. Алгоритм вычисления аэродинамических коэффициентов	21
Список литературы	23